

© EPODOC / EPO

PN - JP2000292097 A 20001020

PD - 2000-10-20

PR - JP19990096015 19990402

OPD - 1999-04-02

TI - (A)

BODY TOWED IN AIR AND METHOD FOR CONTROLLING FLIGHT THEREOF

AB - (A)

PROBLEM TO BE SOLVED: To enable stable flight of a body towed in the air. SOLUTION: A body towed by a flying body has a main body equipped with a plurality of movable wings 6a-6d juxtaposed at equal intervals in the circumferential direction. The body to be towed is provided with a flight control device 2 controlling the flight of the main body in the air. This flight control device 2 has actuators 8a-8d driving the movable wings 6a-6d respectively, acceleration sensors 9a-9d and a vertical gyro 9e detecting the acceleration and the angle of attitude due to the flight of the main body in the air and a controller 10 controlling each of the actuators 8a-8d to drive on the basis of the results of detection by the sensors 9a-9d.

IN - (A)

KOGA HIROMI

PA - (A)

NIPPON ELECTRIC CO

IC - (A B2)

F41J9/10; B64C13/20; B64D3/02

© WPI / DERWENT

TI - Glider flight for military training applications, has actuators to drive movable vanes of glider, which is driven based on acceleration and attitude angle detected by acceleration sensors

PR - JP19990096015 19990402

PN - JP3379468B2 B2 20030224 DW200317 F41J9/10 005pp

- JP2000292097 A 20001020 DW200123 F41J9/10 005pp

PA - (NIDE) NEC CORP

IC - B64C13/20 ;B64D3/02 ;F41J9/10

AB - JP2000292097 NOVELTY - The glider flight (1) is towed to the aircraft and is pulled by the aircraft. Several moving vanes (6a-6d) are provided in the glider, which are driven by the actuators (8a-8d) of the flight controller (2). Acceleration sensors (9a-9d) detects the attitude angle and acceleration of the glider, based on which a controller (10) drives the actuators.

- DETAILED DESCRIPTION - An INDEPENDENT CLAIM is also included for the flight control procedure of glider.

- USE - For military training applications.

- ADVANTAGE - Offers stabilized flight by stabilizing favorable air position even when disturbances are suddenly added to the glider.

- DESCRIPTION OF DRAWING(S) - The figure shows the block diagram of the flight controller.

- Flight controller 2

- Moving vanes 6a-6d

- Actuators 8a-8d

- Acceleration sensors 9a-9d

- Controller 10

- (Dwg.1/3)

OPD - 1999-04-02

AN - 2001-220313 [23]

© PAJ / JPO

PN - JP2000292097 A 20001020
PD - 2000-10-20
AP - JP19990096015 19990402
IN - KOGA HIROMI
PA - NEC CORP
TI - BODY TOWED IN AIR AND METHOD FOR **CONTROLLING** FLIGHT THEREOF
AB - PROBLEM TO BE SOLVED: To enable stable flight of a body towed in the air.
- SOLUTION: A body towed by a flying body has a main body equipped with a plurality of movable wings 6a-6d juxtaposed at equal intervals in the circumferential direction. The body to be towed is provided with a flight **control** device 2 **controlling** the flight of the main body in the air. This flight **control** device 2 has actuators 8a-8d driving the movable wings 6a-6d respectively, acceleration sensors 9a-9d and a vertical gyro 9e detecting the acceleration and the **angle** of attitude due to the flight of the main body in the air and a **controller** 10 **controlling** each of the actuators 8a-8d to drive on the basis of the results of detection by the sensors 9a-9d.
I - F41J9/10 ;B64C13/20 ;B64D3/02

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号
特開2000-292097
(P2000-292097A)

(43) 公開日 平成12年10月20日 (2000. 10. 20)

(51) Int.Cl. ⁷	識別記号	F I	テマコード* (参考)
F 4 1 J 9/10		F 4 1 J 9/10	
B 6 4 C 13/20		B 6 4 C 13/20	Z
B 6 4 D 3/02		B 6 4 D 3/02	

審査請求 有 請求項の数 6 O L (全 5 頁)

(21) 出願番号 特願平11-96015

(22) 出願日 平成11年4月2日 (1999. 4. 2)

(71) 出願人 000004237

日本電気株式会社

東京都港区芝五丁目7番1号

(72) 発明者 古賀 博美

東京都港区芝五丁目7番1号 日本電気株式会社内

(74) 代理人 100086759

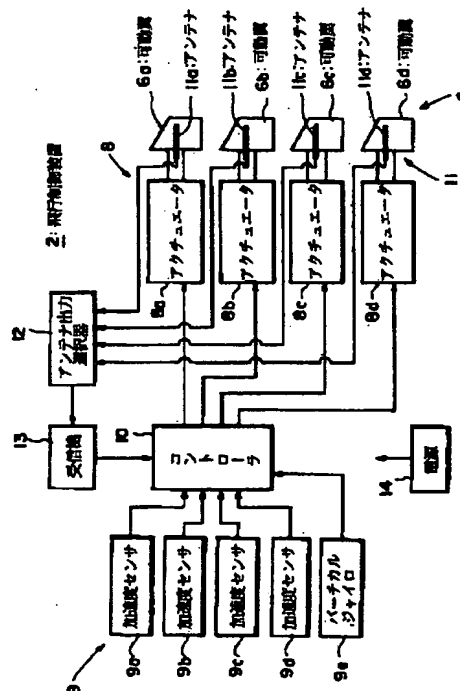
弁理士 渡辺 喜平

(54) 【発明の名称】 空中被曳航体およびその飛行制御方法

(57) 【要約】

【課題】 被曳航体の安定した空中飛行を行う。

【解決手段】 飛行体によって曳航され周方向に等間隔をもって並列する複数の可動翼6a~6dを有する本体を備えた被曳航体であって、この被曳航体に本体の空中飛行を制御する飛行制御装置2を配設し、この飛行制御装置2は、各可動翼6a~6dを駆動するアクチュエータ8a~8dと、本体の空中飛行による加速度および姿勢角を検出する加速度センサ9a~9d、バーチカルジャイロ9eと、これらセンサ9a~9eによる検出結果に基づいて各アクチュエータ8a~8dを駆動制御するコントローラ10とを有する構成としてある。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 飛行体によって曳航され、周方向に等間隔をもって並列する複数の可動翼を有する本体を備えた被曳航体であって、

この被曳航体に前記本体の空中飛行を制御する飛行制御装置を配設し、

この飛行制御装置は、前記各可動翼を駆動するアクチュエータと、

前記本体の空中飛行による加速度および姿勢角を検出するセンサと、

このセンサによる検出結果に基づいて前記アクチュエータを駆動制御するコントローラとを有することを特徴とする空中被曳航体。

【請求項2】 前記センサが、前記本体の上下左右方向加速度を検出する加速度センサと、前記本体の姿勢角を検出するジャイロとからなることを特徴とする請求項1記載の空中被曳航体。

【請求項3】 前記アクチュエータが、前記各可動翼に対応する複数のアクチュエータからなることを特徴とする請求項1または2記載の空中被曳航体。

【請求項4】 前記各可動翼に地上からの指令信号を受信するアンテナを取り付け、これらアンテナのうち受信レベルが高いアンテナからの出力信号を選択するアンテナ出力選択器を前記飛行制御装置に含ませるとともに、このアンテナ出力選択器による選択出力信号を受信して前記コントローラに出力する受信機を含ませたことを特徴とする請求項1、2または3記載の空中被曳航体。

【請求項5】 前記本体をそれぞれが互いに着脱可能な少なくとも二つの胴部によって形成し、これら両胴部のうち前記可動翼を含む胴部に前記飛行制御装置を搭載したことを特徴とする請求項1～4のうちいずれか一記載の空中被曳航体。

【請求項6】 飛行体によって曳航され、周方向に等間隔をもって並列する複数の可動翼を有する本体の空中飛行を制御する方法であって、

前記本体の空中飛行による加速度および姿勢角を検出し、

この検出結果に基づいて前記各可動翼を駆動制御することを特徴とする空中被曳航体の飛行制御方法。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、例えば軍事訓練用標的等として使用される空中被曳航体およびその飛行制御方法に関する。

【0002】

【従来の技術】一般に、この種の軍事訓練用空中被曳航体は、例えば航空機によって胴部本体が曳航され、この胴部本体上の火薬フレアを点火・燃焼することにより使用される。従来、この種の空中被曳航体は、図3に示すように構成されている。この空中被曳航体につき、同図

を用いて説明すると、同図において、符号31で示す空中被曳航体は、固定フィン32を有する本体33を備え、航空機等の飛行体（図示せず）に曳航索34を介して繋がれている。このような空中被曳航体においては、飛行体が空中を飛行すると、この飛行動作に伴い本体33が曳航される。

【0003】

【発明が解決しようとする課題】しかるに、従来の空中被曳航体においては、空中飛行用翼として固定フィン32のみを有する構造であるため、本体33を空中で飛行制御することができなかった。この結果、直進飛行中に大きな外乱が本体33に急激に加わると、本体33の空中姿勢が悪くなり、安定した空中飛行を行うことができないという問題があった。

【0004】なお、特許第2671861号に「えい航標的用電源・信号伝送システム」として先行技術が開示されている。しかし、この特許同号に示す先行技術は、曳航機に曳航標的に対して電源を供給する電源伝送系および高周波を出力する制御信号系を搭載し、一方曳航標的に曳航機に対して制御信号伝送系と異なる高周波を出力するモニタ信号伝送系を搭載したものであるため、前述した課題を解決することはできない。

【0005】本発明はこのような事情に鑑みてなされたもので、良好な空中姿勢を得ることができ、もって安定した空中飛行を行うことができる空中被曳航体およびその飛行制御方法の提供を目的とする。

【0006】

【課題を解決するための手段】前記目的を達成するために、本発明の請求項1記載の空中被曳航体は、飛行体によって曳航され周方向に等間隔をもって並列する複数の可動翼を有する本体を備えた被曳航体であって、この被曳航体に前記本体の空中飛行を制御する飛行制御装置を配設し、この飛行制御装置は、各可動翼を駆動するアクチュエータと、本体の空中飛行による加速度および姿勢角を検出するセンサと、このセンサによる検出結果に基づいてアクチュエータを駆動制御するコントローラとを有する構成としてある。したがって、センサが本体の空中飛行による加速度および姿勢角を検出すると、この検出結果に基づいてコントローラがアクチュエータを駆動制御し、この駆動制御によって各可動翼が駆動する。

【0007】請求項2記載の発明は、請求項1記載の空中被曳航体において、センサが、本体の上下左右方向加速度を検出する加速度センサと、本体の姿勢角を検出するジャイロとからなる構成としてある。したがって、本体の空中飛行時に発生する上下左右方向加速度および姿勢角がそれぞれ加速度センサとジャイロによって検出される。

【0008】請求項3記載の発明は、請求項1または2記載の空中被曳航体において、アクチュエータが、各可動翼に対応する複数のアクチュエータからなる構成とし

である。したがって、各アクチュエータが駆動すると、これら各アクチュエータに対応する可動翼が駆動する。

【0009】請求項4記載の発明は、請求項1、2または3記載の空中被曳航体において、各可動翼に地上からの指令信号を受信するアンテナを取り付け、これらアンテナのうち受信レベルが高いアンテナからの出力信号を選択するアンテナ出力選択器を飛行制御装置に含ませるとともに、このアンテナ出力選択器による選択出力信号を受信してコントローラに出力する受信機を含ませた構成としてある。したがって、地上からの指令信号を各アンテナが受けてアンテナ出力選択器に出力すると、これら出力レベルのうち最も高い出力レベルの信号をアンテナ出力選択器が選択し、この選択出力信号を受信機が受信してコントローラに出力する。

【0010】請求項5記載の発明は、請求項1～4のうちいずれか一記載の空中被曳航体において、本体をそれぞれが互いに着脱可能な少なくとも二つの胴部によって形成し、これら両胴部のうち可動翼を含む胴部に飛行制御装置を搭載した構成としてある。したがって、本体の組み立てが、可動翼を含む一の胴部に飛行制御装置を搭載し、これを他の胴部に装着することにより行われる。

【0011】請求項6記載の発明（空中被曳航体の飛行制御方法）は、飛行体によって曳航され周方向に等間隔をもって並列する複数の可動翼を有する本体の空中飛行を制御する方法であって、本体の空中飛行による加速度および姿勢角を検出し、この検出結果に基づいて各可動翼を駆動制御する方法としてある。したがって、被曳航体の空中飛行制御が、本体の空中飛行による加速度および姿勢角を検出し、この検出結果に基づいて各可動翼を駆動制御することにより行われる。

【0012】

【発明の実施の形態】以下、本発明の実施形態につき、図面を参照して説明する。図1は本発明の第一実施形態に係る空中被曳航体の飛行制御装置を示すブロック図、図2は同じく本発明の第一実施形態に係る空中被曳航体を示す側面図である。図1および図2において、符号1で示す空中被曳航体は、飛行制御装置2を内蔵する本体3を備え、航空機等の飛行体（図示せず）に曳航索4を介して繋がれている。

【0013】本体3は、第一胴部5、第二胴部6および第三胴部7を有し、全体が半球状先端部を含むほぼ円柱状体によって形成されている。第一胴部5は、本体2の先端部を形成し、第二胴部6の前方端部に着脱自在に取り付けられている。

【0014】第二胴部6は、円周方向に等間隔をもって並列する上下左右四つの可動翼6a～6dを外周面に有し、第一胴部5と第三胴部7との間に着脱自在に配設されている。第二胴部6内には、本体3の空中飛行を制御する飛行制御装置2が収納されている。

【0015】飛行制御装置2は、可動翼6a～6dを含

み、アクチュエータ8、センサ9、コントローラ10、アンテナ11、アンテナ出力選択器12、受信機13および電源14を有している。これにより、空中における被曳航体1（本体3）の飛行が自動制御されるとともに、地上からの指令信号によって同じく空中における本体3の飛行が制御される。

【0016】アクチュエータ8は、各可動翼6a～6dを駆動する四つのアクチュエータ8a～8dからなり、コントローラ10に接続されている。これにより、各アクチュエータ8a～8dが駆動すると、これら各アクチュエータ8a～8dに対応する可動翼6a～6dが駆動する。

【0017】センサ9は、本体3の上下左右方向加速度をそれぞれ検出する加速度センサ9a～9dと、本体3の姿勢角（ピッチ角およびロール角）を検出するバーチカルジャイロ9eとからなり、コントローラ10に接続されている。これにより、本体3の空中飛行時すなわち本体3が上昇、加工および旋回する場合に発生する上下左右方向加速度および姿勢角がそれぞれ加速度センサ9a～9dとバーチカルジャイロ9eによって検出される。

【0018】コントローラ10は、加速度センサ9a～9dおよびバーチカルジャイロ9eによる検出結果あるいは受信機13からの信号に基づいて各アクチュエータ8a～8dを駆動制御する。これにより、被曳航体1の不安定な動作時に各可動翼6a～6dが本体3の位置変化および姿勢変化を修正するように駆動し、安定した被曳航体1の空中飛行が行われる。

【0019】アンテナ11は、地上からの指令信号（電波）を受信する四つのアンテナ11a～11dからなり、各可動翼6a～6dに組み込まれている。アンテナ出力選択器12は、各アンテナ11a～11dおよび受信機13に接続されており、アンテナ11a～11dのうち受信レベルが高いアンテナからの出力信号を選択し、受信機13に出力する。

【0020】受信機13は、検波器および増幅器（ともに図示せず）を有し、コントローラ10およびアンテナ出力選択器12に接続されている。これにより、アンテナ出力選択器12による選択出力信号を受信すると、この受信信号に対応するアンテナ11a～11dからの指令信号がコントローラ10に出力される。電源14は、飛行制御装置2の各構成部品に電力を供給する。

【0021】第三胴部7は、円周方向に等間隔をもって並列する四つの固定フィン7a～7d（固定フィン7dは図示せず）および飛行体に繋がれる曳航索4の一方端部を固定するための取付部7eを有し、第二胴部6の後方端部に着脱自在に取り付けられている。

【0022】次に、本実施形態における被曳航体の空中飛行制御方法（「自動による飛行制御」と「地上からの指令による飛行制御」につき、図1および図2を用いて

説明する。

「自動による飛行制御」先ず、被曳航体1（本体3）に外乱が加わると、加速度センサ9a～9dおよびバーチカルジャイロ9eがそれぞれ本体3の上下左右方向加速度と姿勢角を検出し、これら検出信号をコントローラ10に出力する。

【0023】次に、コントローラ10が各加速度センサ9a～9dおよびバーチカルジャイロ9eによる検出結果に基づいて各アクチュエータ8a～8dに制御信号を出力し、各アクチュエータ8a～8dが本体3の不安定な動作および姿勢を修正する方向に可動翼6a～6dを駆動制御する。

【0024】「地上からの指令による飛行制御」飛行体との相対位置を変えるなどのため、被曳航体1の飛行制御を行う必要が生じると、地上から飛行制御のための信号を送信する。各アンテナ11a～11dが地上からの指令信号を受信すると、この受信信号がアンテナ出力選択器12に出力される。

【0025】次に、アンテナ出力選択器12がアンテナ11a～11dのうち受信レベルの高いアンテナからの出力信号を選択し、この選択出力信号を受信機13に出力する。受信機13は検波・増幅してアンテナ出力選択器12で選択された信号を受信すると、その受信信号を検波・増幅して指令信号としてコントローラ10に出力する。

【0026】コントローラ10は受信機13からの信号に基づいてアクチュエータ8a～8dに制御信号を送って可動翼6a～6dを駆動制御する。このとき、被曳航体1の動作および姿勢が不安定になると、この状態をセンサ9が検出してコントローラ10に出力する。すなわち、コントローラ10は、地上からの指示による飛行制御と同時に、各加速度センサ9a～9dおよびバーチカルジャイロ9eによる検出結果に基づいて各アクチュエータ8a～8dに制御信号を出力し、各アクチュエータ8a～8dが本体3の不安定な動作および姿勢を修正する方向に可動翼6a～6dを駆動制御する。このようにして、被曳航体1の空中飛行制御を確実に行うことができる。

【0027】したがって、本実施形態においては、各アクチュエータ8a～8d（各可動翼6a～6d）を駆動制御して本体3の空中飛行が制御されるから、直進飛行中に大きな外乱が本体3に急激に加わっても、良好な空中姿勢を得ることができる。

【0028】また、本実施形態においては、地上からの指令信号によって本体3の空中飛行を制御することができるから、飛行体に対する被曳航体1の空中位置を曳航索4によって曳航される範囲内で自由に変更することができる。

【0029】さらに、本実施形態においては、本体3をそれぞれが互いに着脱可能な第一胴部5～第三胴部7に

よって形成し、このうち第二胴部6に飛行制御装置2を内蔵したから、本体3から第二胴部6を離脱させて飛行制御装置2を点検することができ、その点検作業を簡単に行うことができる。

【0030】なお、本実施形態においては、曳航体としての飛行体が航空機である場合について説明したが、本発明はこれに限定されず、ヘリコプター等他の飛行体でもよい。また、本発明においては、火薬フレアを点火・燃焼する軍事訓練用標的として使用する場合に限定されず、農薬、種苗、消化剤および水等を散布する場合にも使用することができる。

【0031】

【発明の効果】以上説明したように本発明によれば、複数の可動翼を有する本体を備えた被曳航体に対し、各可動翼を駆動するアクチュエータと、本体の空中飛行による加速度および姿勢角を検出するセンサと、このセンサによる検出結果に基づいてアクチュエータを駆動制御するコントローラとを有する飛行制御装置を配設したので、センサが本体の空中飛行による加速度および姿勢角を検出すると、この検出結果に基づいてコントローラがアクチュエータを駆動制御し、この駆動制御によって各可動翼が駆動する。

【0032】したがって、各アクチュエータを駆動制御して本体の空中飛行が制御されるから、直進飛行中に大きな外乱が本体に急激に加わっても、良好な空中姿勢を得ることができ、安定した空中飛行を行うことができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の第一実施形態に係る空中被曳航体の飛行制御装置を示すブロック図である。

【図2】本発明の第一実施形態に係る空中被曳航体を示す側面図である。

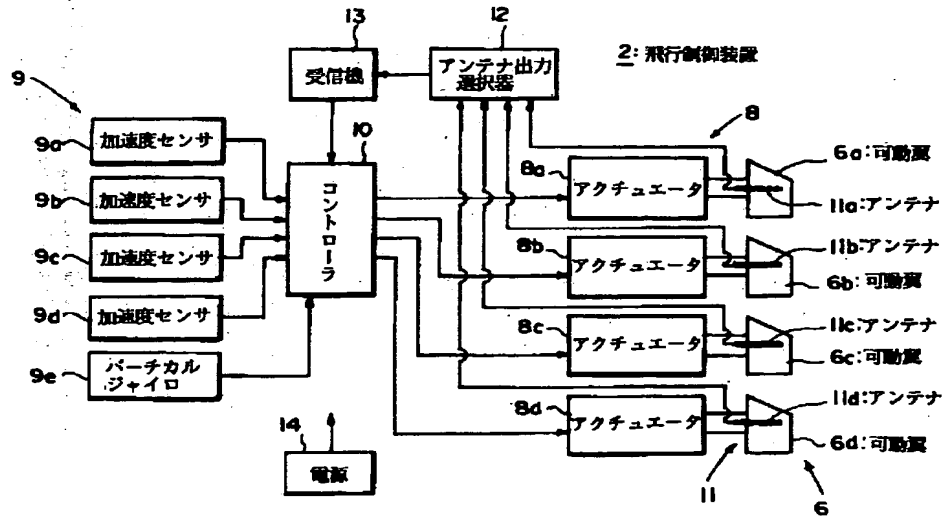
【図3】従来の空中被曳航体を示す側面図である。

【符号の説明】

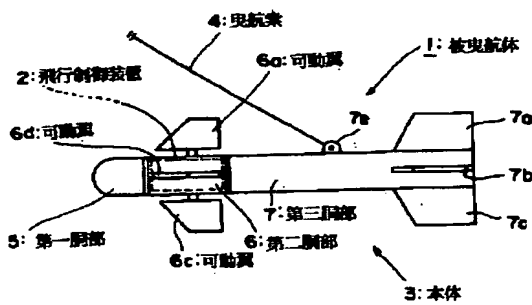
- 1 被曳航体
- 2 飛行制御装置
- 3 本体
- 4 曳航索
- 5 第一胴部
- 6 第二胴部
- 6a～6d 可動翼
- 7 第三胴部
- 8, 8a～8d アクチュエータ
- 9 センサ
- 9a～9d 加速度センサ
- 9e バーチカルジャイロ
- 10 コントローラ
- 11, 11a～11d アンテナ
- 12 アンテナ出力選択器
- 13 受信機

14 電源

【図1】



【図2】



【図3】

